

Ссылка на статью:

// Математика и Математическое
моделирование. МГТУ им. Н.Э. Баумана.
Электрон. журн. 2016. № 05. С. 19–28.

DOI: [10.7463/mathm.0516.0852739](https://doi.org/10.7463/mathm.0516.0852739)

Представлена в редакцию: 13.09.2016

Исправлена: 27.09.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 629.78

Математическое моделирование процесса абляции ПКМ в условиях космического пространства

Полибина Н. А.^{1,*}

[*natalya.d.2011@inbox.ru](mailto:natalya.d.2011@inbox.ru)

¹ОАО «Корпорация космических систем специального
назначения «Комета», Москва, Россия

Поскольку большинство космических аппаратов в настоящее время конструируются в негерметичном исполнении, воздействию внешних факторов подвергаются все элементы и узлы. С целью оценки параметров образующейся около КА собственной внешней атмосферы, а также возможности прогнозирования работоспособности КА в данной работе проводились физико-химические исследования акриловых терморегулирующих покрытий. Получены кривые кинетики потери массы материала под воздействием температуры в изотермическом режиме методом термогравиметрического анализа. Вычислен теоретический закон, наиболее точно описывающий процесс абляции исследуемого материала.

Ключевые слова: вакуум, абляция, конструкционный материал, потеря массы, собственная внешняя

Введение

В обеспечении длительной и безотказной работы космических аппаратов стойкость конструкционных материалов и элементов аппаратуры космических летательных аппаратов (КА) к воздействию внешних факторов играет крайне важную роль. Процессы газовой выделенности и сублимации материалов в вакууме приводят к образованию около КА собственной внешней атмосферы (СВА), в состав которой входят продукты выхлопа двигательных установок, газы и твердые частицы, попадающие в космическое пространство из внутренних отсеков за счет утечек, при шлюзовании и т.п. [1].

Существование собственной внешней атмосферы около космического аппарата является проблемой, особенно важной в современном космическом кораблестроении. КЛА проектируются в основном в негерметичном исполнении для увеличения полезной нагрузки, что в свою очередь приводит к повышению уязвимости аппарата к внешним воздействиям факторам.

Особенно интенсивно факторы космического пространства (ФКП) воздействуют на полимерные композиционные материалы (ПКМ), вызывая деструкцию, сублимацию, из-

менение оптических характеристик материала, снижая эффективность терморегулирующих покрытий и т.п [2].

Наиболее чувствительным элементом конструкции многих непилотируемых космических аппаратов специального назначения является оптическая система. Для защиты таких узлов аппарата от воздействия прямого солнечного излучения используют солнцезащитные бленды различных конфигураций. Выбор материала бленд зависит как от эксплуатационных требований к защищаемому узлу, так и от предприятия-изготовителя. Как правило, если материал бленды неметаллический (углепластик, стеклопластик), или применяются терморегулирующие покрытия, воздействие внешних факторов (температура, вакуум) приводит к их сублимации и возникновению газового облака около чувствительного узла. В связи с этим не рекомендуется начинать работу оптической системы в первые недели после запуска.

Как известно [3], в системе координат, связанной с КА, эжектируемая сферическая частица радиуса r может быть охарактеризована двумя компонентами скорости: компоненты V , направленной против тормозящей силы, и компоненты W , перпендикулярной тормозящей силе (рис. 1). При полете КА на низких орбитах (300–500 км) доминирует аэродинамическое торможение частиц СВА, а на синхронных ($h = 3,6 \cdot 10^4$ км) и межпланетных орбитах важно давление солнечного света и солнечного ветра.



Рис. 1. Схематическое изображение собственной внешней атмосферы КА на расстояниях, превышающих размеры КА

При начальной скорости выброса частиц с $v_0 = 7$ м/с и радиусе $r = 100$ мкм характерное время пребывания их в СВА КА на высотах $h \approx 3,6 \cdot 10^4$ км составляет $t \approx 2 \cdot 10^5$ с. Характерные размеры облака частиц СВА могут достигать сотни метров. При наличии аэродинамического торможения значительная часть облака выбрасываемых продуктов износа КА будет сопровождать объект на большие расстояния. Однако на распределение плотности СВА непосредственно вблизи КА основное влияние оказывает истечение массы с самого корабля.

Постановка задачи

Для рассмотрения выбрана конструкция сложносоставной солнцезащитной бленды, представленная на рис. 2.

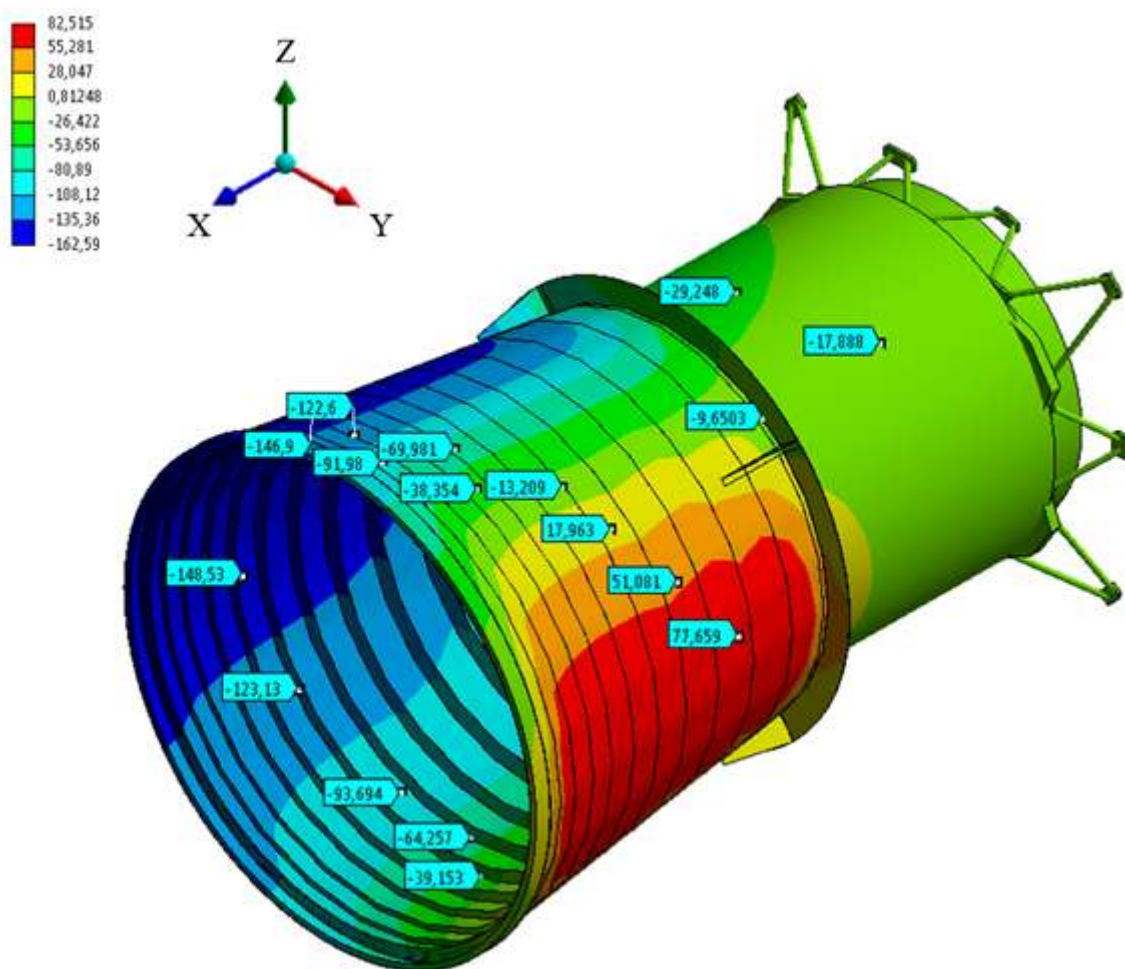


Рис. 2. Стационарное температурное поле бленды на рабочем участке ВЭО ZnGaO_{1+n} , где $n = 0,0064$,
 $M = 81,38$

Для регулирования температуры (пассивное терморегулирование) конструкции бленды применяются терморегулирующие покрытия (ТРП) класса истинные поглотители. Применяемые ТРП представляют собой эмали на основе полиакриловой смолы двух цветов – черная и белая. Внутренняя поверхность обеих солнцезащитных бленд покрыта черной эмалью.

Композиция терморегулирующего покрытия (ТРП) представляет собой суспензию цинк-галий оксида (в случае белой эмали) и пигмента и наполнителей (в случае черной эмали) в акриловом сополимере и смеси растворителей.

В качестве амидосодержащей акриловой смолы используются:

- смола АС – продукт сополимеризации метакрилата и бутилметакрилата;
- смола АСН – раствор сополимера метакриламида с бутилметакрилатом в смеси ацетона и изопропилового спирта или сополимера С38 – раствор продукта сополи-

меризации метакрилата с бутилметакрилатом, акрилонитрилом и стиролом в смеси растворителей ацетона, ксилола, бутилацетата или бутилового спирта [4, 5].

Толщина покрытия составляет 80–100 мкм.

Данные покрытия прошли предварительные термовакuumные испытания (ТВИ) на определение показателей ПМ и ЛКВ по ГОСТ Р 50109-92, а также физико-химические исследования. Результаты ТВИ представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты ТВИ

Объект анализа	Результаты анализа	
	Среднее значение ОПМ, %	Среднее значение содержания ЛКВ, %
Эмаль ЭКОМ-1, белая ТУ 2313-397-56897835-2006, партия № 193 от 06.12.12 г.	0,60	0,039
Эмаль ЭКОМ-2, черная ТУ 2313-394-56897835-2005, партия № 161 от 06.12.12 г.	0,59	0,030

Согласно ГОСТ в КА не могут применяться покрытия, значение ПМ которых превышает 1%, а ЛКВ 0,1%. Испытания показали, что покрытия соответствуют ГОСТ и могут применяться в конструкции КА.

В результате физико-химических исследований в данной работе были получены кинетические кривые потери массы

$$\Delta = M_{\text{нач}} - M_{\text{кон}} \quad (1)$$

образцов черной эмали при различных температурах и продолжительности эксперимента 24 ч. Исследования проводились термогравиметрическим методом в изотермическом режиме. Обобщенные результаты эксперимента представлены на рис. 3, 4 и в табл. 2.

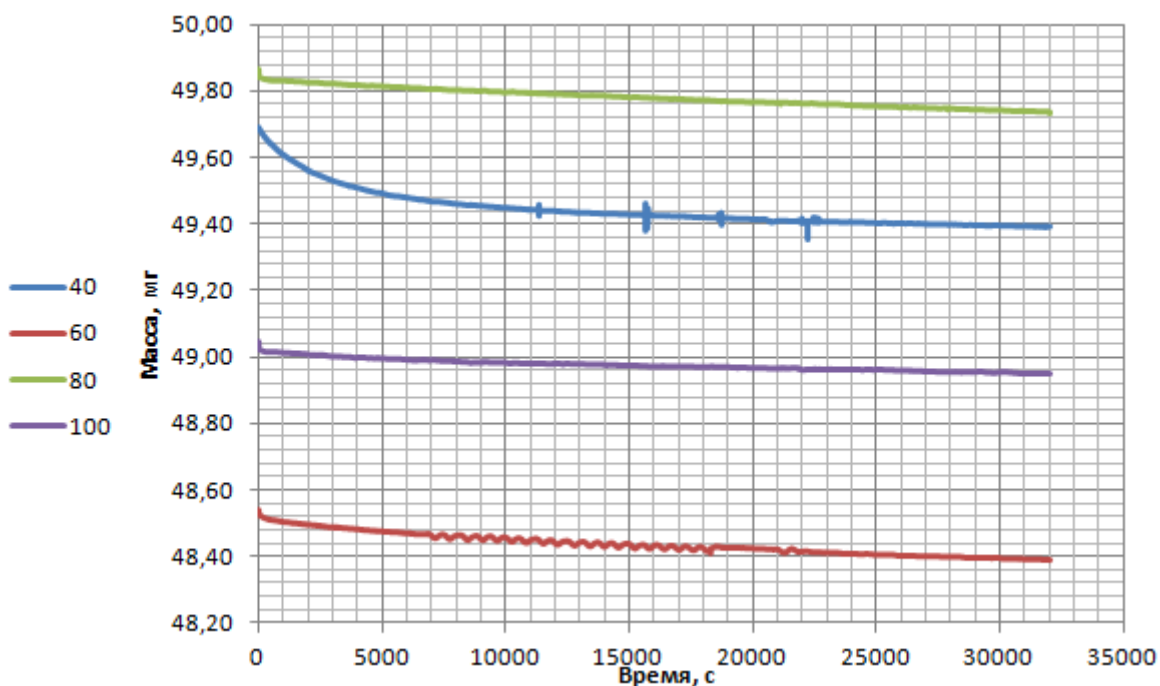


Рис. 3. Кинетические кривые потери массы образцов черной эмали при различных температурах

Зависимость Δ от температуры

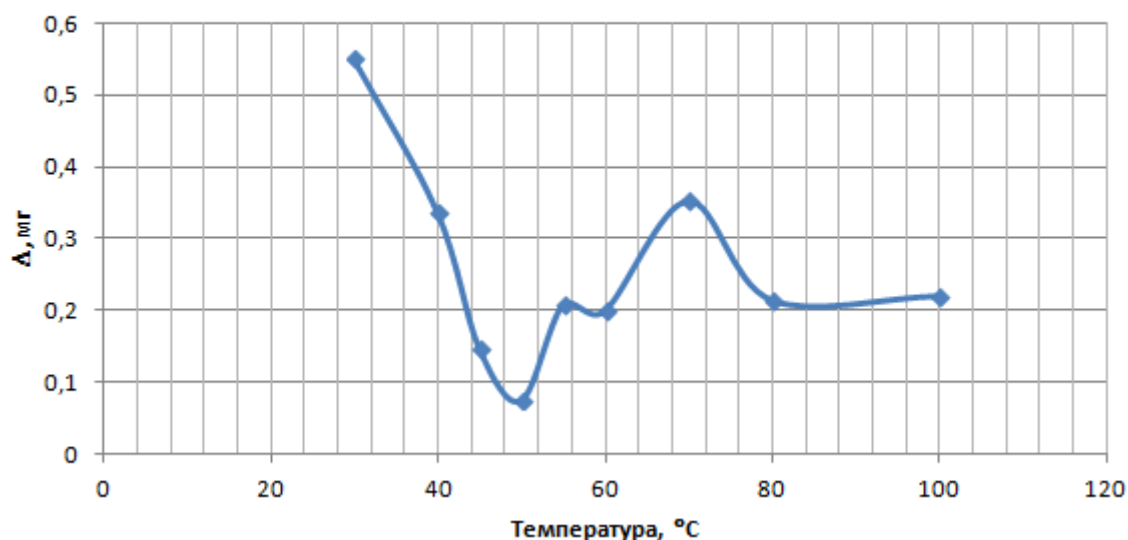


Рис. 4. Зависимость потери массы образца от температуры

Таблица 2. Результаты термогравиметрического анализа ТРП (черная эмаль)

Т, °C	Δ, мг	ПМ, %
40	0,337	0,678
45	0,148	0,253
50	0,075	0,125
55	0,208	0,357
60	0,200	0,412
70	0,353	0,582
80	0,215	0,431
100	0,221	0,450

Согласно полученным данным, на кривой ПМ-температура присутствуют два максимума: при 30 и 70 градусах. Повышенное газовыделение при температуре 30 градусов обусловлено, по-видимому, выделением молекул растворителя, поскольку отверждение эмали происходит при комнатной температуре. Минимум потери массы при 50 °C говорит о прохождении процесса самопроизвольной полимеризации после выхода остатков растворителя.

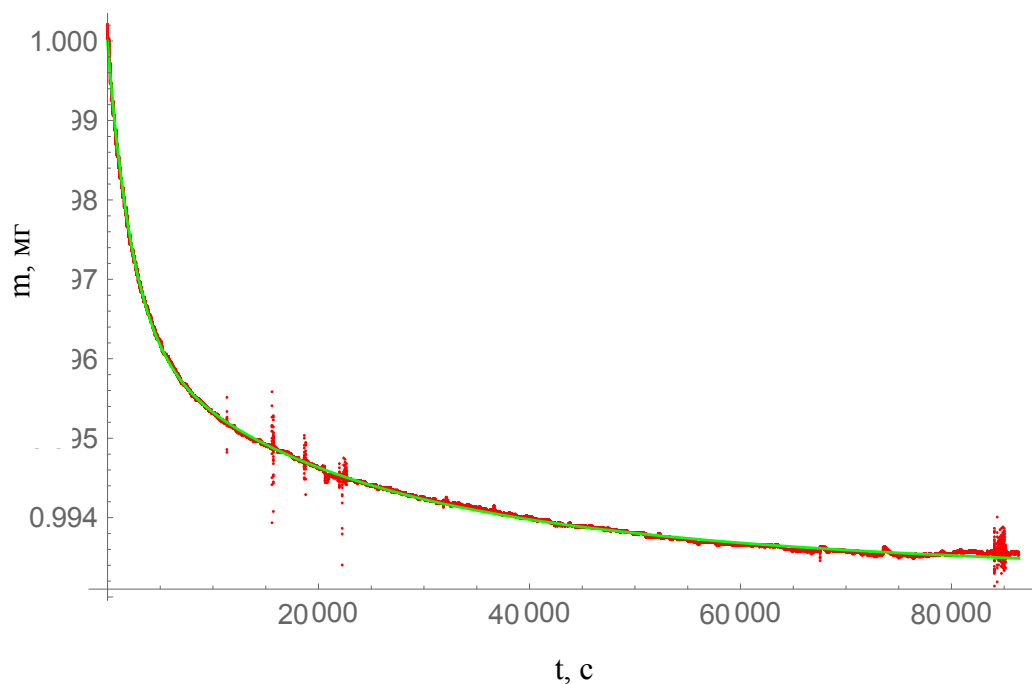
Второй максимум при 70 градусах свидетельствует уже о выделении низкомолекулярных компонентов, входящих в состав самой эмали.

Методом наименьших квадратов в программном пакете Wolfram Mathematica 10.3 был вычислен закон

$$J = A + B \arctg \frac{LT}{1440}, \quad (2)$$

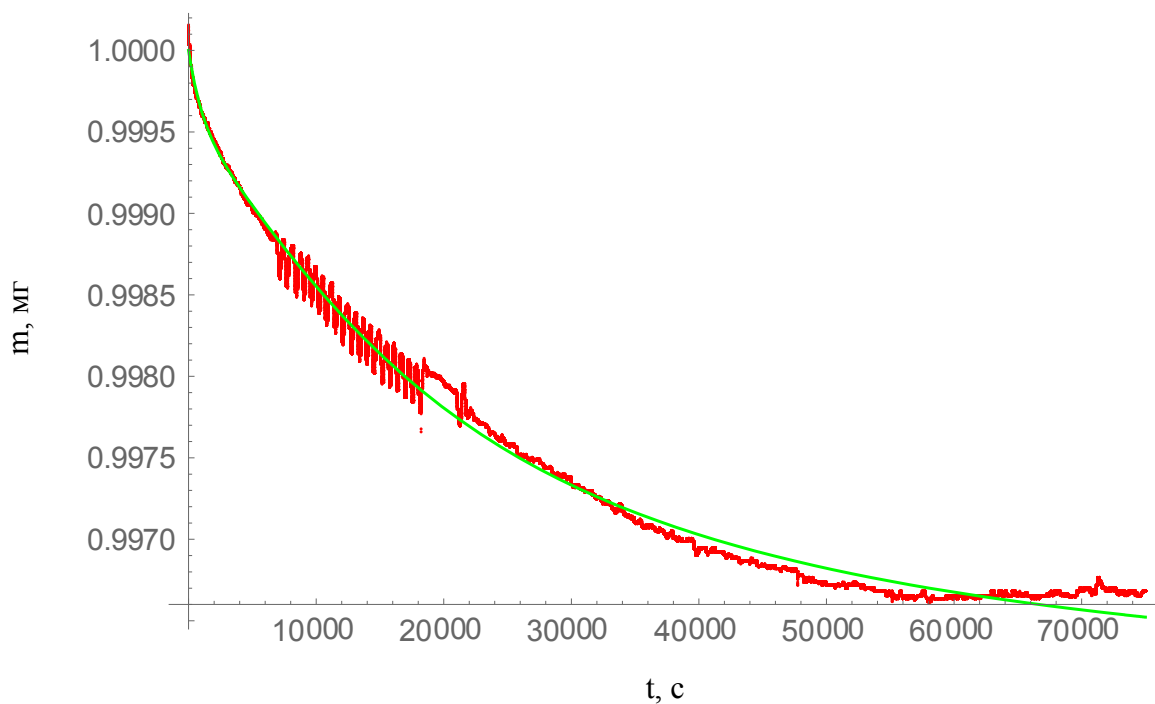
описывающий кинетику абляции материала под действием температуры. Здесь J – поток массы вещества, мг/с; A , B , L – коэффициенты.

Теоретические кривые сравнивались с полученными экспериментальными кривыми при температурах 40, 60 и 80 °C (рис. 5–7).



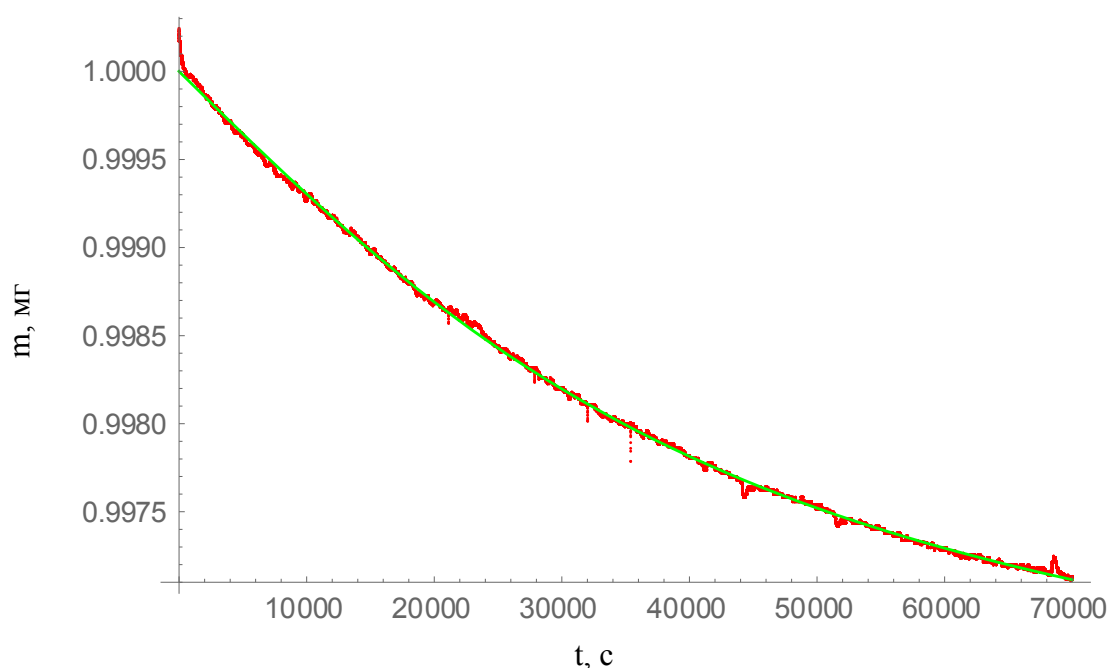
$$\{A \rightarrow 49.6305818597032, B \rightarrow -0.17686669906530328, L \rightarrow 0.23687941752967526\}$$

Рис. 5. Кинетическая кривая потери массы эмали ЭКОМ-2 черная в изотермическом режиме при температуре 40 °C; красным – экспериментальная кривая, зеленым – теоретическая



$$\{A \rightarrow 48.502257291443065, B \rightarrow -0.11510605923776142, L \rightarrow 0.06732427148877804\}$$

Рис. 6. Кинетическая кривая потери массы эмали ЭКОМ-2 черная в изотермическом режиме при температуре 60 °C; красным – экспериментальная кривая, зеленым – теоретическая



$$\{A \rightarrow 49.833618053098775, B \rightarrow 0.13339280690339134, L \rightarrow -0.038316610905908745\}$$

Рис. 7. Кинетическая кривая потери массы эмали ЭКОМ-2 черная в изотермическом режиме при температуре 80 °С; красным – экспериментальная кривая, зеленым – теоретическая

Обычно для описания кинетики потери массы применяется экспоненциальный закон Аррениуса [6]. Однако очевидно, что в случае исследуемых акриловых покрытий закон (2) очень точно описывает абляцию материала при изотермическом воздействии температуры.

В условиях нахождения космического аппарата на орбите, его ориентация чаще всего обеспечивает практически изотермический температурный режим для по крайней мере одной из поверхностей в течение достаточно длительного времени. При этом система терморегулирования не позволяет таким поверхностям нагреваться выше +80 °С.

Так, распределение температуры по рассматриваемой конструкции в виде кусочно-заданной функции представлено на рисунке 8.

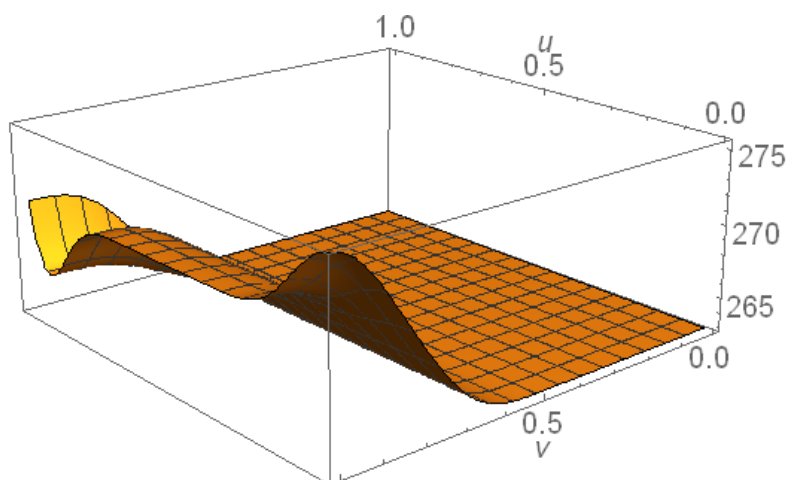


Рис. 8. Температурное распределение по исследуемой конструкции

Таким образом, вычисленный закон кинетики потери массы материала в изотермическом режиме, позволит оценить процент уноса материала в течение всего срока активного существования аппарата, а значит определить параметры собственной внешней атмосферы (СВА) аппарата.

Заключение

По итогам проведенных исследований были сделаны следующие выводы:

1. Закон Аррениуса, чаще всего применяемый при решении задач диффузии и абляции материалов, не всегда точно описывает происходящие физико-химические процессы. В данной работе по итогам теоретических и экспериментальных исследований был вычислен закон, наиболее подходящий для интерпретации процесса кинетики потери массы конкретного акрилового покрытия.
2. Вычисленный закон также позволяет рассчитать параметры собственной внешней атмосферы аппарата, что существенно облегчит прогнозирование его работоспособности и позволит оценить наиболее уязвимые для загрязнения узлы аппарата.

Список литературы

1. Акишин А.И. Космическое материаловедение / М.: НИИЯФ МГУ, 2007. 209 с.
2. Рыжов Ю.А. Внешняя атмосфера летательных аппаратов и ее взаимодействие с элементами конструкции. Динамика разреженных газов и молекулярная динамика. Тем. сб. науч. тр. МАИ. М.: Изд-во МАИ, 1988, с 3-27.
3. Акишин А.И., Новиков Л.С. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. М.: Знание, 1983. 64 с.
4. Бахвалов Ю.О., Векшина Т.И. Воробьев А.А. и др. ОАО «Композит». Патент РФ 2283332 С1; МПК C09D 5/24, C09D 5/33, C09D133/08, заявка 200510427704, 17.05.2005.
5. Бахвалов Ю.О., Александров Н.Г., Векшина Т.И., Булатова В.В. и др. ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». Патент РФ 2315794 С1; МПК C09D 5/24, C09D133/08, заявка 2006126801/04, 25.07.2006.
6. Малкин А.Я., Чалых А.Е. Диффузия и вязкость полимеров. Методы измерения. М.: Химия, 1979. 304 с.

Mathematical Modeling of Polymeric Material Ablation Process in Space Conditions

N.A. Polibina^{1,*}

[*natalya.d.2011@inbox.ru](mailto:natalya.d.2011@inbox.ru)

¹JSC “Special Space Systems Corporation “Kometa”,
Moscow, Russia

Keywords: vacuum, weight loss, the constructional material, equation, acrylic cover

All elements of a spacecraft during its exploitation in space are influenced by external space factors. These factors intensively effect composite polymeric materials and give rise to destruction and sublimation processes, optical characteristics change, reduce thermotaxic cover efficiency and so on.

As usual the most sensitive constructive elements of a spacecraft are optical elements or any other equipment sensitive to contamination. To protect such parts of a spacecraft from solar radiation effect various blends and shields are used.

In this investigation a sectional blend construction was examined. Thermotaxic covers are usually used for thermal control (passive thermal control).

Physical and chemical research was carried out and mass loss kinetics curves were obtained. Samples of black cover were examined by thermogravimetric method during 24 hours at different temperatures in isothermal conditions.

According to experimental data a curve Mass loss – Temperature has two maximum values: at 30 and 70 degrees Celsius. Intensive outgassing process at 30 degrees Celsius is probably connected with solvent elimination. Minimum value at 50 degrees Celsius coincides with self-polymerization process of cover matrix. The second maximum at 70 degrees Celsius denotes elimination process of low molecular components that are contained in the cover.

Least-squares method was used to describe the material ablation kinetics at different temperatures. Using this method in a program pack Wolfram Mathematica 10.3 appropriate equation was obtained.

Usually in such cases Arrhenius equation is used. But the computation showed that the equation obtained is the closest fit for mass loss (ablation) kinetics description of acrylic covers in isothermal regime.

When the spacecraft moves in elliptic orbit its orientation often promotes isothermal regime establishment on its surfaces during a long period of time. The equation obtained can be used to estimate the total mass loss of the covers during spacecraft exploitation and give an opportunity to further prediction of its durability.

References

1. Akishin A.I. Kosmicheskoe materialovedenie. *NIIf MGU = Moscow State University Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics (MSU SINP)*. Moscow, 2007. 209 p. [In Russian]
2. Ryzhov Iu.A. Vneshniaia atmosfera letatel'nykh apparatov i ee vzaimodeistvie s elementami konstruktssii. Dinamika razrezhennykh gazov i molekuliarnaia dinamika. *Thematic collection of scientific papers of MAI*. Publishing house of the Moscow Aviation Institute. Moscow, 1988. P. 3-27. [In Russian]
3. Akishin A.I., Novikov L.S. Vozdeistvie okruzhaiushchei sredy na materialy kosmicheskikh apparatov. *Znanie = Knowledge*. Moscow, 1983. 64 p. [In Russian]
4. Bakhvalov Iu.O., Vekshina T.I. Vorob'ev A.A. et al. *OAO Kompozit*. Patent RF 2283332 S1; IPC C09D 5/24, C09D 5/33, C09D133/08, application 200510427704, 17.05.2005.
5. Bakhvalov Iu.O., Aleksandrov N.G., Vekshina T.I., Bulatova V.V. et al. Federal State Unitary Enterprise “Khrunichev State Research and Production Space Center”. Patent RF 2315794 S1; IPC C09D 5/24, C09D133/08, application 2006126801/04, 25.07.2006.
6. Malkin A.Ia., Chalykh A.E. Diffuziia i viazkost' polimerov. Metody izmereniia. *Khimiia = Chemistry*. Moscow, 1979. 304 p. [In Russian]